

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Дмитриев В.С., Гладышев Г.Н., Лянзбург В.П., Чернышев А.И. Электромеханические исполнительные органы систем ориентации космических аппаратов на базе управляемых по скорости двигателей-маховиков // В сб. трудов Всеросс. электротехнического конгресса с международным участием. – М., 2000.
2. Дмитриев В.С., Костюченко Т.Г. Автоматизация проектирования исполнительных органов систем ориентации космических аппаратов // Современные технологии при создании продукции военного и гражданского назначения: Сб. докл. технологического конгресса. – Омск, 2001. – С. 143–146.
3. Dmitriev V.S., Kostuchenko T.G. Concept of automation design and preparing production of orientation system actuator of space devices based on T-flex programme product // 5<sup>th</sup> Korea-Russia Intern. Symp. on Science and Technology (KORUS 2001). – June 26–July 3, 2001, Tomsk. – P. 23–25.
4. Дмитриев В.С., Костюченко Т.Г., Скрипняк В.А. Механический анализ маховика исполнительного органа космического аппарата // Современные проблемы машиностроения и приборостроения: Сб. трудов I Междунар. конф. – Томск, 24–28 сент. 2002. – С. 84–85.
5. Dmitriev V.S., Kostuchenko T.G., Skripnyak V.A. Analysis of gimbaling construction stability of spacecraft actuator // 8<sup>th</sup> Korea-Russia Intern. Symp. on Science and Technology (KORUS 2004). – June 26–July 3, Tomsk, 2004. – V. 3. – P. 27–29.

УДК 629.782.05:629.783

## ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЙ МОДУЛЬ ИЗМЕРИТЕЛЯ МОМЕНТОВ ГИРОДИНОВ

А.Н. Гормаков, А.П. Михеев\*

Томский политехнический университет

\*НПЦ «Полюс». г. Томск

E-mail: dtps@lcg.tpu.ru

*Представлены результаты анализа возможности создания измерителя «возмущающих» моментов на посадочных местах исполнительных органов систем ориентации космических аппаратов. Приведено описание конструкции измерителя и его основные технические характеристики.*

## Введение

Управление ориентацией орбитальных станций и искусственных спутников Земли разного назначения осуществляется преимущественно с помощью активных систем ориентации, исполнительными органами которых являются управляемые по скорости двигатели-маховики (УДМ), гиродины и двигатели-маховики в одноосном подвесе. Благодаря простоте конструкции и сравнительно невысокой стоимости наиболее широкое применение из перечисленных исполнительных органов нашли УДМ. Основными источниками возмущающих (нежелательных) моментов УДМ являются дисбаланс и упругие деформации ротора, а также погрешности изготовления подшипников ротора. Эти возмущающие моменты, особенно знакопеременные, изменяющиеся с частотой, близкой к собственной частоте космического аппарата (КА), могут вызвать резонанс, в результате чего снижается качество выполняемых КА задач. Поэтому на этапе разработки и в процессе контрольных испытаний необходимо контролировать возмущающие моменты УДМ на стенде – измерителе моментов [1–5].

## Принципиальная схема измерителя моментов

Для упрощения конструкции электромеханического модуля (ЭММ) измерителя моментов (ИМ), повышения стабильности механических характеристик его элементов принято решение о создании

измерителя на базе одноосного подвеса. Измерение моментов, действующих вокруг трех осей УДМ, осуществляется путем последовательного совмещения каждой из осей с измерительной осью ЭММ, измерением момента вокруг этой оси, переустановкой гиродина на платформе с целью совмещения другой оси с измерительной осью ЭММ и т.д.

В данном измерителе моментов применен компенсационный принцип измерения. Стенд – измеритель моментов (рис. 1) состоит из платформы – 1, на которую устанавливается и закрепляется исследуемый исполнительный орган – 2. Платформа установлена в упругих опорах – 3 на основании – 4 и имеет возможность поворота вокруг оси АА подвеса. Угол поворота платформы измеряется посредством датчика угла – 5. Сигнал с датчика угла – 5, пропорциональный углу поворота платформы, поступает на усилительно-преобразующее устройство – 6 и далее на моментный двигатель – 7. Ток, протекающий по обмотке моментного двигателя, контролируется преобразователем ток – напряжение – 8. Измеряя этот ток, можно судить о моменте, создаваемом исследуемым исполнительным органом. Диапазон частот измеряемых знакопеременных моментов ограничен ед. Гц, что обусловлено инерционностью элементов системы силовой компенсации момента.

В состав ИМ входит управляющий компьютер – 10, источники питания – 12, цифро-аналоговый и аналого-цифровой преобразователи – 9, регистрирующие устройства – 11.



### Конструкция электромеханического модуля

Основным конструктивным элементом ЭММ ИМ, обеспечивающим высокую чувствительность и точность измерений моментов, является измерительный узел (ИУ) (рис. 2).

Базовым элементом измерительного узла является упругая опора – 1 [6]. В ИУ вмонтированы: бесконтактный моментный двигатель постоянного тока магнитоэлектрического типа – 3, бесконтактный датчик угла поворота – 2, узел упругих токоподводов – 4, регулируемый по длине торсион – 5 и втулка – 6, для соединения ИУ с платформой. В пределах малого угла, до  $1^\circ$ , опора ИУ может быть настроена на квазинулевую крутильную жесткость, что обеспечивает высокую чувствительность измерителей моментов гиродин, построенных на базе ИУ. Жесткость опоры ИУ в радиальном направлении составляет  $9,3 \cdot 10^7$ , а в осевом –  $3 \cdot 10^6$  Н/м.

Опыт создания и эксплуатации СИМ-2 [7] и других устройств, в которых были применены подобные опоры, показал, что для исключения конструкционного гистерезиса, который, в основном обусловлен зазорами и трением в узлах заделки упругих элементов в кольцах опоры, необходимо выполнять конструкцию упругого элемента из монолитной заготовки, без применения сборочных операций. Это решение реализовано в упругом элементе опоры [6]. Упругий элемент содержит два коаксиальных кольца – внутреннее – 1 и наружное – 2, связанные между собой упругой лентой – 3 (рис. 3). Опора – 1 (рис. 2) собрана из жестко связанных между собой двух элементов (рис. 3) и одного элемента (рис. 4) с узлом – 4 нагружения ленты так, чтобы оси упругих лент каждого элемента были смещены друг относительно друга на  $120^\circ$ , если

смотреть по оси опоры. Настройка опоры на квазинулевую жесткость осуществляется путем подбора усилия нагружения лент. Устройство нагружения позволяет либо растягивать ленту, либо сжимать ее.

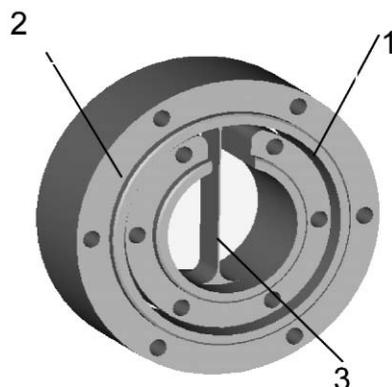


Рис. 3. Упругий элемент опоры

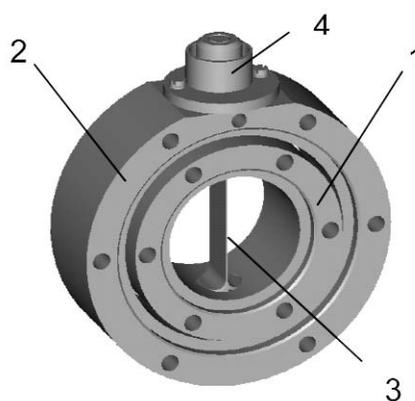


Рис. 4. Упругий элемент опоры с узлом нагружения ленты

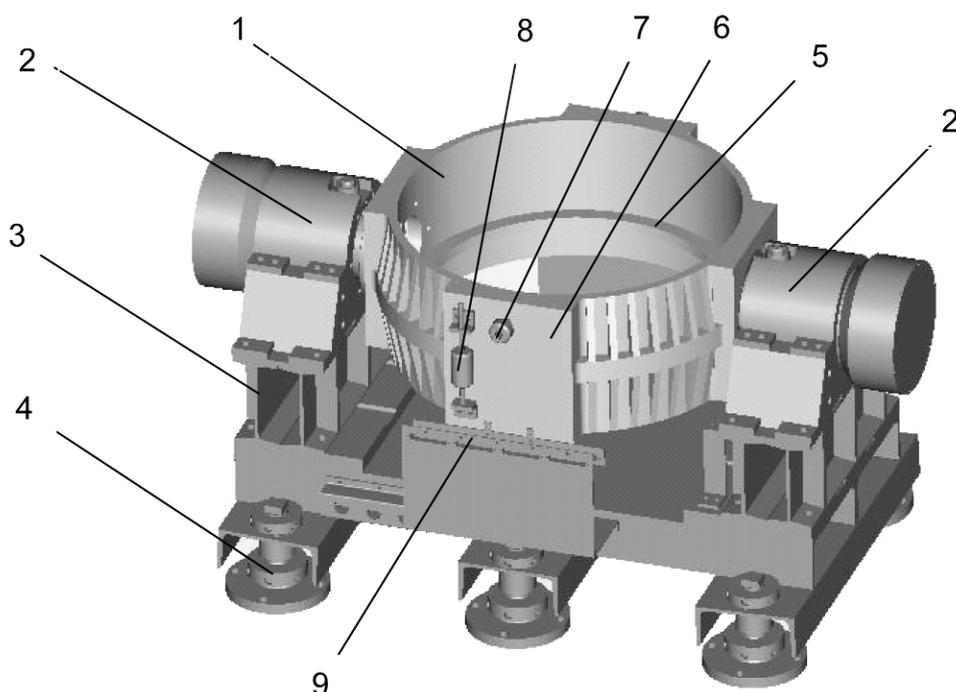


Рис. 5. Общий вид электромеханического модуля измерителя моментов

При разработке конструкции электромеханического модуля (ЭММ) измерителя моментов гиринов (рис. 5) наряду с удовлетворением технических требований по чувствительности, точности, массогабаритным характеристикам, надежности, учитывались требования производственной и эксплуатационной технологичности. Платформа – 1 ЭММ установлена в двух измерительных узлах – 2, закрепленных на стойках основания – 3. Основание установлено на шести регулируемых опорах – 4.

Платформа выполнена в виде кольца с ребрами жесткости, изготовленного литьем из алюминиевого сплава. Для крепления испытуемого изделия на платформе имеется установочные площадки на кольцевом пояске – 3. На платформе предусмотрены поверхности – 6 для крепления балансировочных грузов – 7, 8 и электрических разъемов (не показаны). Для подвода питающих напряжений к гиридину и передачи сигналов с его датчиков на блок управления применены гибкие токоподводы – 9 на 80 электрических линий.

#### Основные технические характеристики ЭММ измерителя моментов

Параметры платформы:

- масса – 20,7 кг;

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гормаков А.Н., Камашев Ю.М., Скорых В.Я. Динамика стенда для измерения динамических характеристик гиридина // Электронные и электромеханические системы: Сб. трудов XVI научно-техн. конф. НПЦ "Полус". Томск: МГП «РАСКО», 2001. – С. 367–372.
2. Skorykh V.J., Gormakov A.N., Plotnikov J.A. Torquemeter on sites of girodines // The 5<sup>th</sup> Korea-Russia Intern. Symp. on science and technology (KORUS-2001). Russia, June 26–July 3. 2001. – Tomsk, TPU, 2001. – V. 1. – P. 42–45.
3. Гормаков А.Н., Плотников И.А., Скорых В.Я. Метрологическое обеспечение исполнительных органов систем ориентации космических аппаратов // САКС – 2002: Тез. докл. II Междунар. научно-практ. конф., 6–7 дек. 2002. – Красноярск: Сиб. ГАУ, 2002. – С. 70–72.
4. Гормаков А.Н., Плотников И.А., Скорых В.Я. Метрологическое обеспечение систем ориентации космических аппаратов // Современные проблемы машиностроения и приборостроения: Сб. трудов I Междунар. конф. – г. Томск, 24–28 сентября 2002. – Томск: ТПУ, 2003. – С. 80–81.
5. Ковалев Е.А., Дернов С.А. Технология испытаний систем ориентации и стабилизации космических аппаратов // САКС – 2004: Тез. докл. III Междунар. научно-практ. конф., 4 дек. 2004. – Красноярск: Сиб. ГАУ, 2004. – С. 97–99.
6. Пат. 2011057 РФ. МКИ<sup>3</sup> F16F 3/10. Опора для прецизионных приборов / А.Н. Гормаков, Ю.М. Камашев, В.И. Ветренко. Опубл. 1994, Бюл. № 7.
7. Стенд для измерения моментов вокруг двух осей СИМ-2 / Камашев Ю.М.; Томск. политехн. ин-т. – Томск, 1983. – Деп. в ВИНТИ, № 02840007147. Маршр. карта 307.

- момент инерции относительно оси подвеса – 0,63 кг·м<sup>2</sup>;
- собственная частота крутильных колебаний вокруг оси подвеса – 420 Гц;
- массогабаритные параметры испытуемых изделий – диаметр до 400 мм и масса до 15 кг.

Крутильная жесткость подвеса платформы – 0,4 Н·м/рад. Суммарная крутильная жесткость подвеса платформы при работающей системе силовой компенсации –  $(1...2) \cdot 10^3$  Н·м/рад. Собственная частота крутильных колебаний платформы с работающей системой силовой компенсации – 7...9 Гц.

На данном измерителе могут быть определены «возмущающие» постоянные и знакопеременные моменты гиринов на их посадочных местах, изменяющиеся с частотой до 7 Гц в диапазоне от  $0,3 \cdot 10^{-4}$  до 0,2 Н·м. Погрешность измерения постоянных моментов во всем диапазоне не превышает 1 %.

Габариты ЭММ не более 1100×700×700 мм. Общая масса электромеханического модуля может быть в пределах 150...300 кг в зависимости от применяемых материалов. Применение одноосного подвеса позволяет получить простую, малогабаритную, жесткую конструкцию, удобную в эксплуатации, обслуживании и ремонте.